

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДИК ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОСТЫХ ТЕЛ

К.В. Волк, Т.С. Лавицкая

*Республиканское производственное унитарное предприятие
«Завод точной электромеханики»*

Разработка любого вида летательного аппарата, требует больших теоретических и экспериментальных ресурсов. Одной из важных задач при проектировании любого летательного аппарата (ЛА) является определение его аэродинамических характеристик для возможных вариантов его геометрии, определения области применения данного ЛА, а также предсказания поведения ЛА в определенных условиях полета.

Равнодействующая всех сил, действующих на ЛА в полете, в проекции на оси скоростной системы координат, может быть разложена на подъемную силу Y_a , силу лобового сопротивления X_a и боковую силу Z_a . Аэродинамические силы используются для вычисления безразмерных коэффициентов C_x , C_y , C_z .

Для получения коэффициентов аэродинамических сил, действующих на тело, применяют следующие методы:

1) Метод аналитического расчета, посредством разделения тела на базовые элементы, определения характеристик этих элементов по эмпирическим данным на объектах, имеющих те же относительные параметры (параметры подобия) и учета взаимной интерференции всех элементов конструкции.

2) Метод виртуальных продувок (CFD-моделирование), основанный на решении программами уравнений Навье-Стокса (в различных вариациях в зависимости от выбранной программы) в области вокруг заданной компоновки тела.

3) Реальные продувки уменьшенных моделей в аэродинамических трубах с учетом всех исходных параметров обтекания.

4) Летные испытания, запуск тела в реальном масштабе.

Для снижения сроков проектирования ЛА наиболее эффективными методами являются теоретические методы, так как они позволяют существенно экономить материальные и временные ресурсы, затрачиваемые на изготовление модели.

В докладе был выбран базовый компонент летательного аппарата с различными геометрическими размерами («конус»). Варьирование геометрии осуществлялось посредством угла при вершине конуса δ . С помощью аналитических зависимостей и компьютерной программы

РПУП «ЗТЭМ» проведено исследование влияния числа Маха M и углов атаки α на коэффициент лобового сопротивления C_x . Число Маха варьировалось от 0.5 до 6 с шагом 0.5. Показано, что для сверхзвуковых скоростей летательного объекта увеличение числа Маха приводит к уменьшению лобового сопротивления. Вблизи числа Маха равного 1 характеристика лобового сопротивления является максимальной (рис. 1).

На основе расчетов показано, что увеличение угла при вершине конуса приводит к увеличению коэффициентов сопротивления для всех чисел Маха. Также показано, что увеличение угла атаки летательного объекта не приводит к увеличению коэффициентов сопротивления для всех чисел Маха. Следовательно, используемая модель и программа расчета слабочувствительна к геометрии летательного объекта с точки зрения углов атаки (рисунок 1а, б).

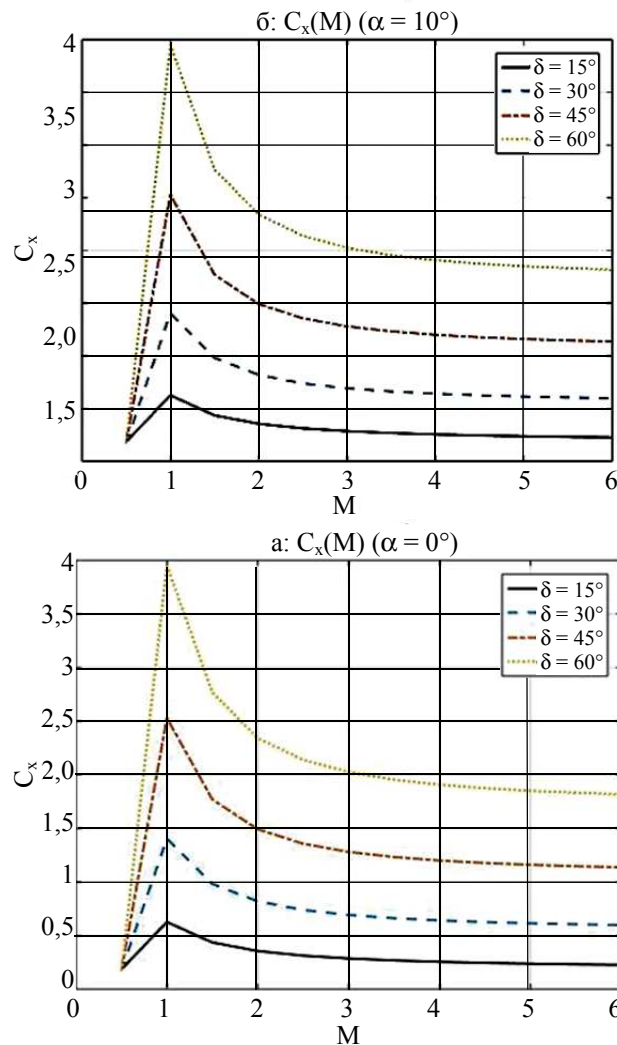


Рис. 1. Зависимость коэффициента лобового сопротивления (C_x) обтекаемых конусов с различным углом полураствора δ в зависимости от M потока для угла атаки 0° (а) и 10° (б)

Для анализа точности характеристик, полученных аналитически и методом CFD-моделирования взяты данные экспериментальных продувок [3] для использованной геометрии объекта. При приведении данной геометрии к конкретному значению угла при вершине конуса получили $\delta = 12.56^\circ$. Такую геометрию при моделировании заменили на конусы с $\delta = 10^\circ$ и $\delta = 15^\circ$.

Результаты аналитических вычислений и моделирования оказались выше экспериментальных данных продувок (рис. 2). Это объясняется тем, что в расчетах все округления и допуски вводятся в сторону увеличения лобового сопротивления объекта для улучшения его эксплуатационных свойств. Также не была учтена подсосывающая сила, которая создает дополнительную тягу, тем самым, снижая лобовое сопротивление объекта.

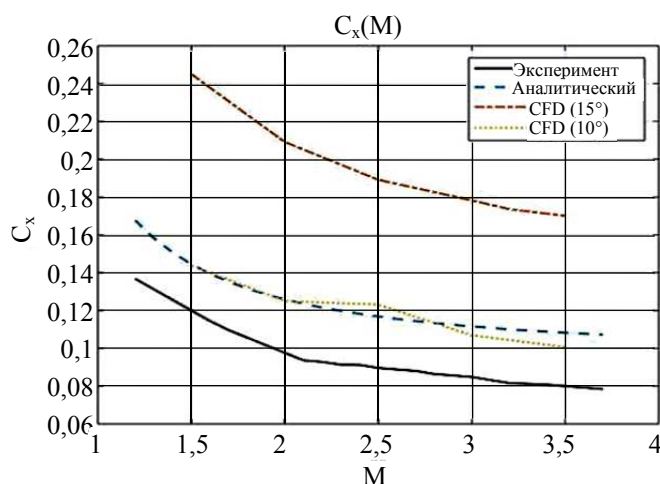


Рис. 2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления (C_x) обтекаемого конуса с удлинением 3 в зависимости от числа M потока для угла атаки 0° для различных методов исследования

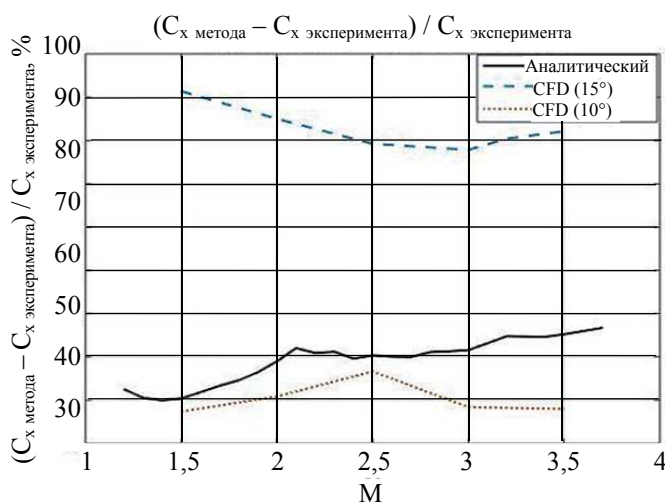


Рис. 3. Процент превышения рассчитанного коэффициента лобового сопротивления (C_x) экспериментальных данных различных методов исследования

Точность полученных характеристик оценивалась относительно экспериментальных данных. Результаты в процентном соотношении представлены на рис. 3.

Можно сделать вывод, что метод CFD-моделирования (для объекта с $\delta = 10^\circ$) является наиболее точным для расчета коэффициентов на заданных значениях чисел Маха. Этот метод также позволяет задавать произвольную геометрию объекта. Однако для определения общей динамики коэффициентов и прогнозирования изменения их значений при различных модификациях и условиях обтекания оптимально использовать аналитический подход, так как для проведения подобных расчетов необходимы более простые вычислительные ресурсы, а также они не требуют длительного освоения.

Литература

1. Попов С.А., Артамонова Л.Г., Кузнецов А.В. Аэродинамика летательных аппаратов: учеб. пособие / МАИ (нац. исслед. ун-т). – М.: МАИ, 2016. – 93 с.
2. Чорный А. Д., Чичко А. Н., Жукова Ю. В., Кухарчук И.Г., Мелец А. Ф., Малкин В. А., Верификация физико-математической модели для расчета аэродинамических характеристик плохообтекаемых тел, движущихся в воздухе при больших числах Маха, Системный анализ и прикладная информатика, № 3, с. 42–47, 2018.
3. Perkins. E.W., Jorgensen L.H., Sommer S.C. Investigation of the drag of various axially symmetric nose shapes of fineness ratio 3 for Mach number from 1.24 to 7.4, NASA Rep. 1386 (Supersedes NASA RM A52H28 and A52B13).